

ДВИГАТЕЛЬ ОСЕВОЙ ПЕРЕГРУЗКИ ДЛЯ ЭКОЛОГИЧЕСКИ ЧИСТЫХ РАЗГОННЫХ БЛОКОВ

Барсуков О.А., Весноватов А.Г., Межевов А.В., Скоромнов В.И.,
Соколов Б.А., Хаспеков В.Г.

Ракетно-космическая корпорация «Энергия» им. С.П. Королёва
г. Королёв Московской обл.

В последнее время появилась потребность в создании двигателя малой тяги (ДМТ), который работал бы на экологически чистых компонентах топлива. Большинство существующих двигателей малой тяги (ДМТ) работают на самовоспламеняющихся токсичных компонентах. Международные требования к экологичности, токсичности и безопасности ракетной техники резко ужесточились и при новом проектировании ракетных блоков типа ДМ возникла необходимость разработки вспомогательного ДМТ, удовлетворяющего этим требованиям. На него будут возложены такие задачи, как создание осевой перегрузки находящегося в состоянии невесомости разгонного блока для обеспечения перемещения горючего и окислителя в направлении заборных устройств и запуска основного двигателя; увод разгонного блока с траектории полета КА после его отделения.

Двигатель осевой перегрузки (ДОП) (рис. 1) входит в состав вспомогательной двигательной установки (ВДУ) разгонного блока, и представляет собой газожидкостный ракетный двигатель малой тяги – тяга в пустоте около 2,5 кгс. Работает ДОП на экологически чистых компонентах топлива: горючее – РГ-1, окислитель – газообразный кислород. В составе разгонного блока используется две одинаковые ВДУ, устанавливаемые на нижнем днище бака горючего, в каждой из которых используется по одному ДОП.

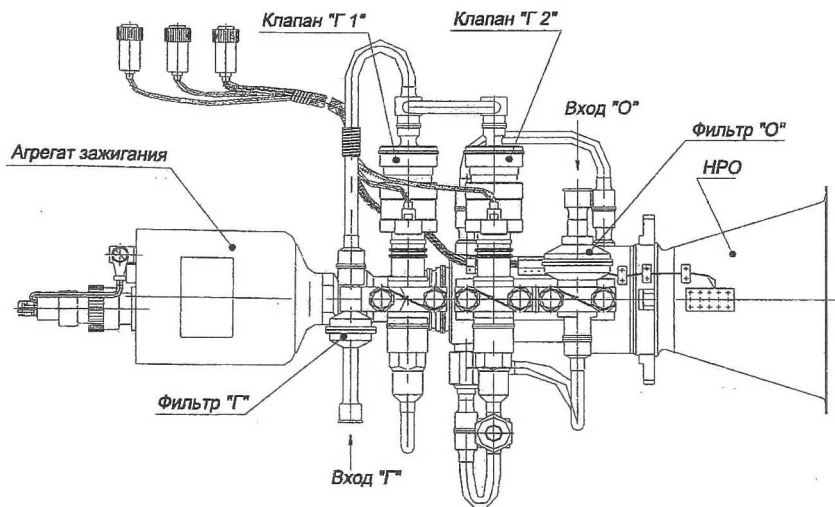
Учитывая, что функционирование двигателя происходит в условиях космического вакуума, очевидно, впервые в практике ракетного двигателестроения был создан двигатель, у которого рабочий процесс в камере сгорания происходит при давлении меньше атмосферного, p_k около $0,7 \text{ кгс/см}^2$.

Номинальное значение удельного импульса тяги в пустоте должно составлять не менее 240 сек.

Геометрическая степень расширения камеры f_a выбрана равной 50 на основании того, что дальнейшее повышение f_a не приводит к заметному увеличению $I_{уд}$. Сверхзвуковая часть сопла содержит насадок радиационного охлаждения (НРО), стык которого с охлаждаемой частью камеры находится на диаметре, соответствующем $f_a=7,1$.

Номинальное массовое соотношение компонентов топлива в камере K_m выбрано равным 1,0.

При таких низких значениях K_m и p_k , а, следовательно, и низких значениях теплового потока от продуктов сгорания к поверхности камеры появляется возможность применять камеру с регенеративным охлаждением.



ОСНОВНЫЕ ТЕХНИЧЕСКИЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ

ТЯГА, кгс	2,5	ГЕОМЕТР. СТЕПЕНЬ РАСШИРЕНИЯ	50
УДЕЛЬНЫЙ ИМПУЛЬС, с	не менее 240	ОХЛАЖДЕНИЕ КАМЕРЫ	РЕГЕНЕРАТИВНОЕ "О"
ДАВЛЕНИЕ В КАМЕРЕ Р, ата	0,7	ЗАЖИГАНИЕ	ЭЛЕКТРИЧЕСКОЕ

Рис. 1. Схема двигателя осевой перегрузки (ДОП)

Воспламенение топлива в камере осуществляется с помощью эрозионной свечи поверхностного разряда, входящей в состав высоковольтной части агрегата зажигания (АЗ) КН-11Б, разработанного для объединенной двигательной установки орбитального корабля "Буран".

В процессе конструкторской отработки был создан ряд экспериментальных экземпляров двигателей, отличающихся друг от друга как устройством смесительной головки и воспламенителя, так и конструкцией камеры сгорания, которые можно разделить на два основных варианта.

Первый вариант устройства камеры, заимствованный из опыта разработки ЖРДМТ, традиционно имел «неохлаждаемую» камеру, выполненную из жаростойкого материала. В данном случае применялся ниобиевый сплав Nb₂Cu с нанесением на внутреннюю и наружную поверхности оболочки защитного покрытия. Защита такой оболочки камеры от воздействия высокотемпературных продуктов сгорания осуществлялась путем организации внутреннего охлаждения - в торце смесительной головки был установлен пояс завесного охлаждения, через который на огневую стенку подавалось 65...80 % горючего.

Смесительная головка такой камеры являлась одновременно и воспламенителем. В канале воспламенителя организуется вихревое течение газа за счет тангенциальной подачи всего расхода окислителя через шнек, при этом на шнеке срабатывает перепад давления, составляющий 6...8 кгс/см². Расход горючего через смесительную головку-воспламенитель, составляющий

20...35% от всего расхода горючего через камеру, подавался в закрученный поток газа — окислителя.

Для обеспечения надежного воспламенения смеси в условиях космического вакуума давление в образующейся форкамере требовалось повысить, что было достигнуто за счет пережатия центрального газового канала. После пережатия канал головки переходит в диффузор, истечение закрученного потока из которого приводит к взаимодействию с потоком горючего из пояса завесного охлаждения практически без образования зоны обратного тока.

Сгорание горючего при такой схеме было малоэффективным, но на этой камере были опробованы различные способы организации воспламенения горючей смеси и найдена конструкция, обеспечивающая надежный запуск в таких условиях.

Для обеспечения необходимого ресурса и повышения эффективности сгорания топлива был разработан второй вариант камеры ДОП (рис. 2), который представлял собой камеру тех же основных размеров, однако в устройство камеры был введен тракт регенеративного охлаждения, по которому в качестве охладителя протекал весь расход газообразного окислителя. При проектировании такого устройства было учтено, что относительно невысокие тепловые потоки от продуктов сгорания к поверхности камеры при $p_k < 1 \text{ кгс/см}^2$ и $K_m \approx 1$ могут быть сняты внешним регенеративным охлаждением, несмотря на столь малый расход компонента ($m_o \approx 5 \text{ г/с}$), что позволило исключить из конструкции пояс завесного охлаждения и весь расход горючего стал направляться в смесительную головку.

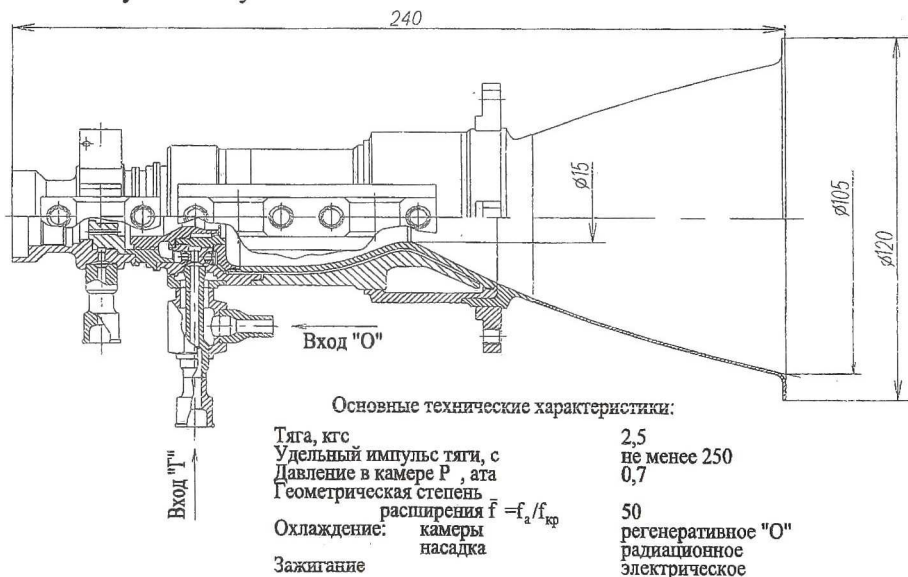


Рис.2. Базовый вариант конструкции камеры ДОП с трактом регенеративного охлаждения

При проектировании смесительной головки была сохранена конструкция воспламенителя циркуляционно-вихревой схемы и его расположение в устройстве головки.

При проектировании было учтено также, что в основной ступени подачи горючего в центральную вихревую зону закрученного потока газа-окислителя, т.е. применение двухкомпонентной форсунки обратной схемы, приводит к низкой полноте сгорания ($\varphi_k \leq 0,725$). Поэтому было организовано сжигание компонентов топлива с применением двухкомпонентной центробежно-центробежной форсунки прямой схемы – центробежная ступень горючего расположена вокруг газовой струи. Конструкция головки стала представлять последовательное расположение воспламенителя и двухкомпонентной форсунки, объединенными одним газовым каналом.

Необходимость воспламенителя в устройстве смесительной головки приводит к значительным потерям тепловой энергии топлива при его работе. Для сведения этих потерь к минимуму, очевидно, необходимо подавать горючее в зажигательное устройство только на запуске и в дальнейшем, после выхода камеры на режим, близкий к номинальному, подачу горючего в него прекращать. После этого весь расход горючего подается только в центробежную ступень основной двухкомпонентной форсунки. Для этого в составе ДОП на трубопроводе, подающем горючее в воспламенитель, появляется дополнительный клапан. Во время запуска происходит открытие обоих клапанов, и горючее поступает как в воспламенитель, так и в центробежную ступень двухкомпонентной форсунки. Через 1...2 сек после воспламенения дополнительный клапан закрывается и подача горючего в воспламенитель прекращается. Топливная смесь, образовавшаяся на срезе двухкомпонентной форсунки, сгорает в факеле, длина которого, по имеющимся данным о сгорании топлив в закрученных потоках равняется 3...4 диаметра газового канала. Диаметр газового канала основной форсунки составляет 7 мм. Поэтому, следует ожидать, что для сгорания топлива в камере ДОП достаточна длина цилиндрической части камеры, равная 20...28 мм. В разработанной конструкции камеры длина цилиндрической части равна 26,5 мм.

Эта конструкция стала базовой, показала высокую надежность запуска, стабильность работы, высокую полноту сгорания ($\varphi_k \geq 0,93$) и практически не имеет ограничений ни по времени наработки, ни по количеству включений.

Экспериментальная зависимость расходного комплекса β от соотношения компонентов K_m приведена на рис. 3.

Для подачи горючего в двигатель используется вытеснительная система. Автономная емкость горючего, входит в состав ВДУ. Отбор давления для наддува емкости осуществляется от магистрали окислителя, идущей к ДОП, за счет чего на входы двигателя приходят компоненты с практически одинаковыми давлениями, ≈ 12 кгс/см². Тем самым, во время работы двигателя, достигается стабильность системы по параметру K_m , что повышает вероятность безотказной работы.

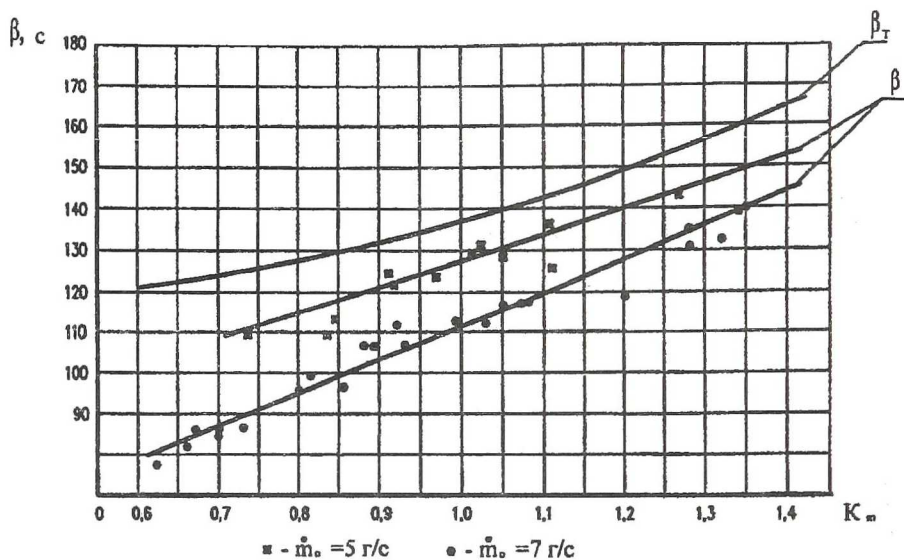


Рис.3. Зависимость расходного комплекса β от массового соотношения компонентов K_m , $\beta=f(K_m)$

Огневые испытания ДОП проводились на стенде РКК «Энергия».

Учитывая, что ДОП рассчитан для работы в условиях космического вакуума и рабочее давление в камере ниже атмосферного, то для обеспечения нормального функционирования камеры в земных условиях и безотрывного истечения выхлопного газа потребовалось оборудовать стенд системой понижения давления на срезе сопла. Для этого газоотводящий тракт был оборудован воздушным эжектором с кольцевым сверхзвуковым соплом и расходом воздуха – 2 кг/с. Разрежение, создаваемое в камере перед включением ДОП, составляет 0,015 кгс/см², давление на срезе сопла ДОП после запуска и выхода на режим поддерживается на уровне 0,1 кгс/см².

При проведении огневых испытаний камера ДОП устанавливается вертикально.

На первых этапах конструкторских доводочных испытаний система подачи горючего и система подачи окислителя были независимы и была возможность исследовать запуск и работу ДОП в широком диапазоне изменения расходов горючего и окислителя, а также K_m . При этих испытаниях двигатель показал стабильность запуска и устойчивую работу на режимах, отличающихся от номинальных вплоть до 30%. По результатам продувки камеры был определен диаметр пережатия, задающий необходимый уровень давления в воспламенителе, который обеспечивает запуск двигателя при всех возможных условиях на входе в двигатель (рис. 4).

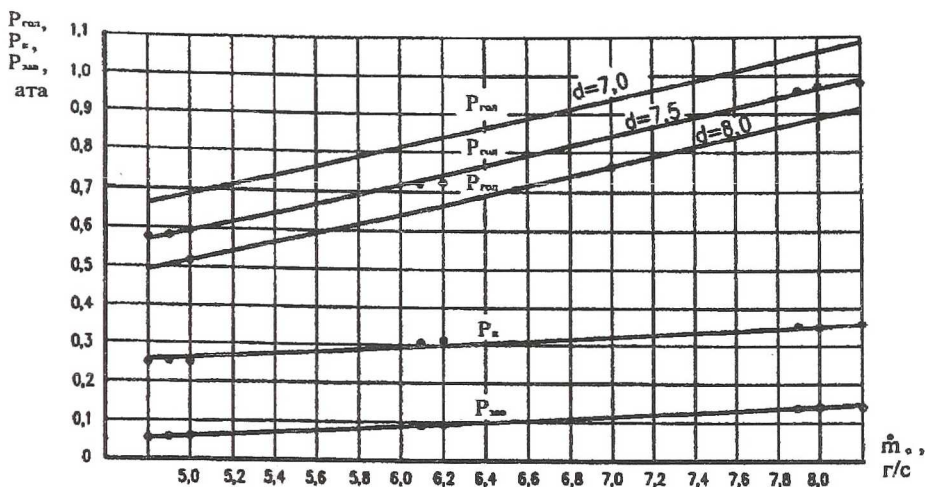


Рис.4. Результаты продувки камеры с завесным охлаждением

В настоящее время первая партия двигателей, изготовленных по штатной документации и штатной технологии проходит завершающие доводочные испытания, при которых будет подтверждена работоспособность двигателя во всех возможных температурных режимах, динамика двигателя, виброударная прочность, ресурс.

В рамках программы ЗДИ каждому из двигателей предстоит поработать не менее 12000 секунд при количестве включений не менее 82. По ТЗ двигатель за время полета должен отработать не более 2700 секунд, при количестве включений не более 6. На сегодняшний день отработано ~ 70% программы ЗДИ.

Выводы.

1. Впервые в практике ракетного двигателестроения была показана возможность создания камеры, высокоэффективно работающей при давлении в ней ниже атмосферного.
2. Впервые в ДМТ столь малой размерности было применено регенеративное охлаждение камеры, позволяющее исключить из конструкции камеры пояс завесного охлаждения и сжигать все топливо в высокоэффективной центробежно-центробежной форсунке прямой схемы.
3. Был создан надежный воспламенитель, основанный на ЭСЗ, не имеющий ограничений по количеству запусков двигателя ДОП.
4. Двигатель практически не имеет ограничений по времени наработки и времени непрерывной работы.
5. Двигатель работает на экологически чистых компонентах топлива: горючее – РГ-1, окислитель – газообразный кислород.
6. Существует реальная возможность форсирования этого двигателя при тех же основных размерах камеры и с минимальными затратами получить ряд двигателей, с тягой вплоть до 10 кгс, под другие конкретные задачи.